

文章编号: 1001-4322(2002)03-0349-04

压力恢复系统超声速扩散段三维流场数值模拟*

彭 强

(中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 622653)

摘 要: 采用数值模拟的手段,对压力恢复系统超声速扩散段三维流场进行研究。数值模拟使用LU分解法和NND 差分格式求解全Navier-Stokes 方程,并加入了湍流模型。对得到的流场结构进行了分析,为下一步工作打下了基础。

关键词: 三维数值模拟; 超声速扩散段; Navier-Stokes 方程

中图分类号: V 211.1 文献标识码: A

压力恢复系统是实现气动设备压力大比例增升的关键设备之一,一般与其他气动设备配合使用。其主要由扩散段和多级引射器组成,超声速扩散段(简称超扩段)是其中重要组成部分。我部研制的一套压力恢复系统,来流接口需承接超声速阵列喷管,瞬时降低气流温度和压力,从而冻结某些化学反应,以便达到工作条件,超扩段入口气流静压低(665Pa 左右),气流为超音速,因此需承接超扩段,在维持阵列喷管出口超音速流场的前提下,应尽量提高超扩段出口静压,以利于后置二级引射器将废气排入大气中。

压力恢复系统的超扩段来流条件,与常规风洞的超扩段有很大的不同,它的入口宽度与高度比可达到 30 ~ 40,高度只有 60mm,并且来流静压很低,使得入口雷诺数比常规扩散段低几个数量级。通过工程计算的方法无法确定超扩段的长度,国外通过实验手段得到一些有效的指导性结果^[1],但是,由于阵列喷管的低雷诺数特性,超扩段入口附面层厚度对超扩段流场影响较大,即使相同的入口马赫数,超扩段内部涡街长度变化也较大,这就对超扩段性能估算造成困难,借助 CFD 技术对超扩段流场进行数值模拟,不仅节省经费,而且可得到详尽的流场结构,为超扩段的优化设计提供一个有效的手段。

1 计算方法

Navier-Stokes 是流体计算的控制方程,表征了连续流之间的相互关系。三维Navier-Stokes 方程经坐标变换后为^[2,3](忽略热源项和彻体力项)

$$\tilde{q}_i + \tilde{E}_\xi + \tilde{F}_\eta + \tilde{G}_\zeta = \frac{1}{Re} [(\tilde{E}_v)_\xi + (\tilde{F}_v)_\eta + (\tilde{G}_v)_\zeta] \quad (1)$$

$$\tilde{q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \tilde{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_p \\ \rho v U + \xi_p \\ \rho w U + \xi_p \\ (e + p)U - \xi_p \end{bmatrix}, \quad \tilde{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_p \\ \rho v V + \eta_p \\ \rho w V + \eta_p \\ (e + p)V - \eta_p \end{bmatrix},$$

$$\tilde{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_p \\ \rho v W + \zeta_p \\ \rho w W + \zeta_p \\ (e + p)W - \zeta_p \end{bmatrix}, \quad \Delta F_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \alpha_x \tau_{xx} + \alpha_y \tau_{xy} + \alpha_z \tau_{xz} \\ \alpha_x \tau_{yx} + \alpha_y \tau_{yy} + \alpha_z \tau_{yz} \\ \alpha_x \tau_{zx} + \alpha_y \tau_{zy} + \alpha_z \tau_{zz} \\ \alpha_x \beta_x + \alpha_y \beta_y + \alpha_z \beta_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

上述控制方程组为非线性偏微分方程,对它的求解五花八门,本文使用NND(无振荡,无自由参数)差分格式,NND 属 TVD 类格式,对激波有较强的捕捉能力;另外,考虑到流场既有激波,又有附面层分离,计算中引入代数湍流模型。使用时间相关法求解定常流场,用LU 方法求解全雷诺平均的Navier-Stokes 方程,以提高计

* 第六届全国激光科学技术青年学术交流会优秀论文。

收稿日期: 2001-10-27; 修订日期: 2001-11-25

基金项目: 国家 863 激光技术青年基金资助课题

作者简介: 彭 强(1967-),男,副研,主要从事气动中心多座风洞的部段或总体气动设计工作;四川安县 134 信箱。



算效率。

代数湍流模型选用 Baldwin-Lomax 模型。这种模型的涡粘性系数由代数式表示。模型分为内层和外层分别计算^[4]

$$\mu_{\tau} = \begin{cases} 0.16 |\bar{\omega}| \rho y^2 [1 - \exp(-y^+ / 26)]^2 R_e, & y \leq y_c \\ 0.02688 \rho F_{wake} [1 + 5.5(0.35y / y_{max})^6]^{-1} R_e, & y > y_c \end{cases} \quad (3)$$

2 计算结果及分析

压力恢复系统超扩段外形见图 1。物理计算模型选用大连化学物理研究所某装置阵列喷管段及承接其后的超扩段。在计算中,为了减少入口边界条件的假设对计算结果的影响,计算域延伸到阵列喷管前部,计算域出口为扩散段出口。计算网格见图 2,网格数为 161 × 21 × 21,在壁面附近和喷管区域对网格进行了加密。

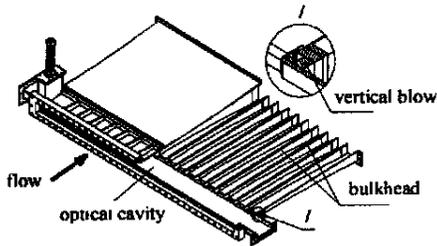


Fig 1 Schematic of supersonic diffuser

图 1 超声速扩散段示意图

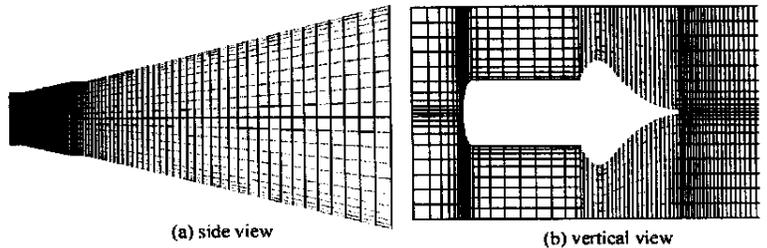


Fig 2 Grid view

图 2 网格图

计算来流条件: 喷管前总压 35 × 133Pa; 扩散段出口静压 13.8 × 133Pa; 流体介质为空气; 比热比为 1.4; 气体常数为 287J/(K · kg); 来流总温 298K。

图 3 为几个典型截面上的速度矢量图。图 3(a), (b) 分别为计算域的侧视图和俯视图,由图 3(a)可知,流场在阵列喷管出口及扩散段入口的固壁边界区域,有分离存在;图 3(b)显示,在喷管区,流体无分离;图 3(c)显示,由于喷管块对流体的作用,在阵列喷管前的气流被强迫压缩,往喷管中心区流动;在阵列喷管出口区域,图 3(d)显示喷管块尾迹对流场有较强的干扰;在扩散段入口区域,图 3(e)显示,流场有对称涡存在,这是由喷管块尾迹流低压区造成的。

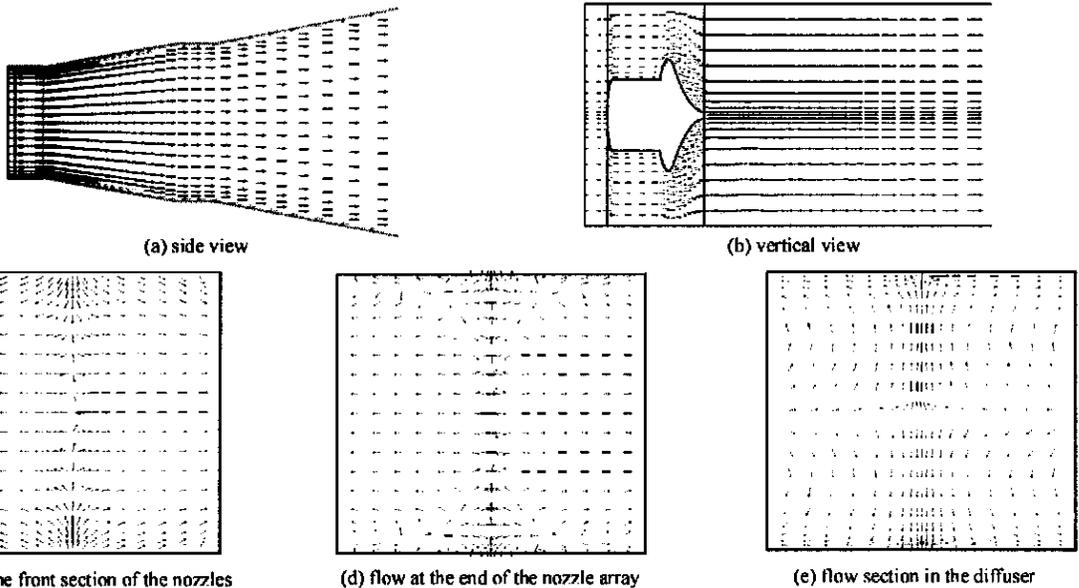


Fig 3 Velocity of the flow

图 3 速度矢量图

图 4(沿 x 方向喷管出口位置为零)为沿流向中心流区壁面静压,在阵列喷管出口区试验值与计算结果符合得很好,从而验证了计算结果的可靠性。从阵列喷管出口区静压分布,可看出气流从超声速转变为亚声速,不

是通过一道正激波, 而是一个渐变的过程。图 5 为中心流马赫数沿流向的分布, 从图上可判断出在阵列喷管出口区, 超声速区域长为 100mm, 出口马赫数为 0.25。

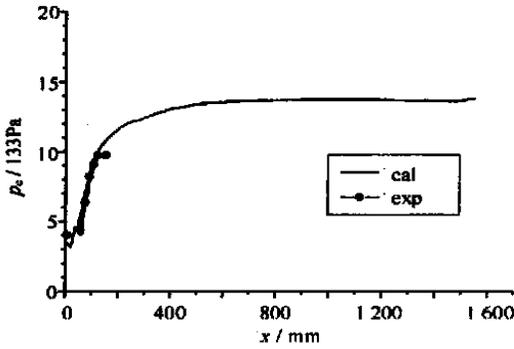


Fig 4 Static wall pressures of the central flow
图 4 沿壁面中心流静压分布

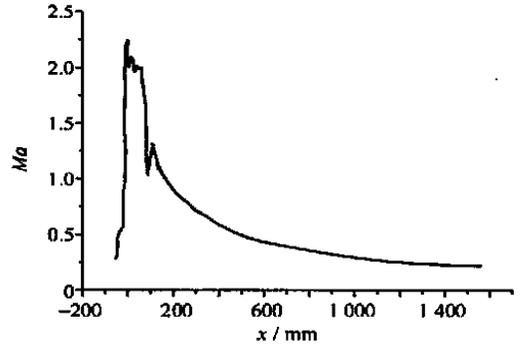


Fig 5 Mach number distribution of the central flow
图 5 中心流马赫数分布

图 6 为等马赫数云图。从图 6(a) 可看出阵列喷管出口区内涡街的存在, 以及超声速区的大小, 且有较厚的边界层; 从图 6(b) 图可看出尾迹流区域大小。图 7、8 为喷管出口马赫数分布图, 亦验证了流场边界层较厚的结论。

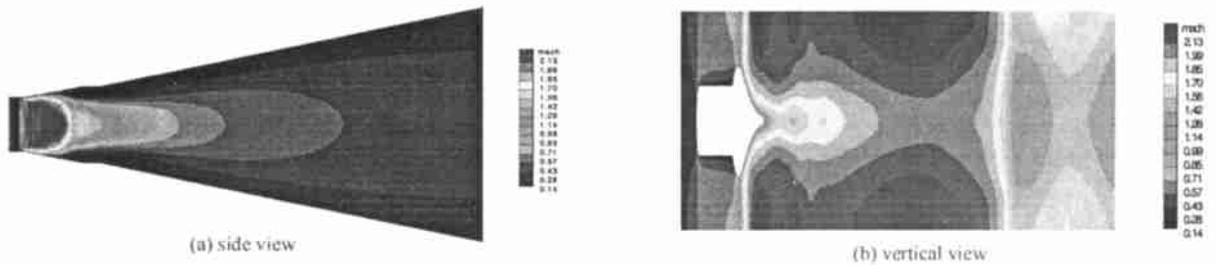


Fig 6 Mach-line chart
图 6 等马赫线图

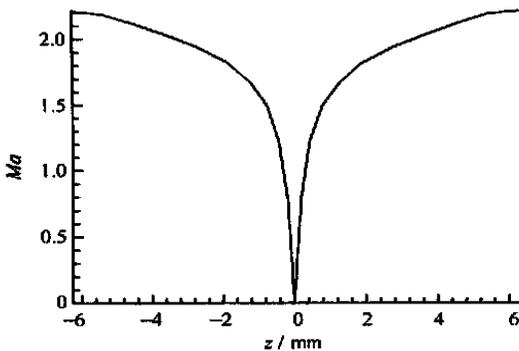


Fig 7 Horizontal Mach number distribution of the central flow from the nozzles
图 7 喷管出口中心区水平方向马赫数分布

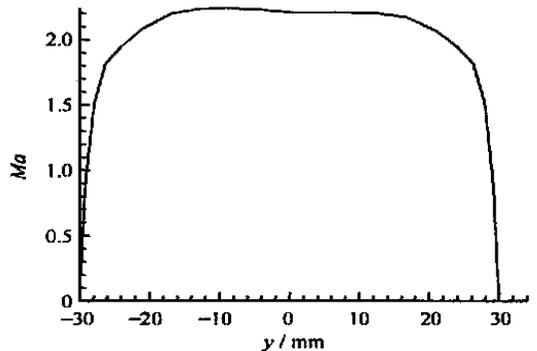


Fig 8 Vertical Mach number distribution of the central flow from the nozzles
图 8 喷管出口中心区竖直方向马赫数分布

图 9 为水平方向中心流区粘性系数云图, 可知在喷管区域和阵列喷管出口区存在较强的湍流流动。图 10 为总压沿流向分布, 在阵列喷管区, 总压损失达 $11 \times 133\text{Pa}$, 这说明在喷管区粘性效应非常强烈, 气流损失很大, 若采取适当的阵列喷管设计方法, 有望减小气流在喷管段的损失, 提高超扩段的效率; 阵列喷管出口区损失为 $8 \times 133\text{Pa}$, 主要因为激波损失的存在。

3 结 论

从以结果上分析, 可得到如下结论: 在设定压力比值条件下, 阵列喷管段出口的超声速区比较短, 只在阵列

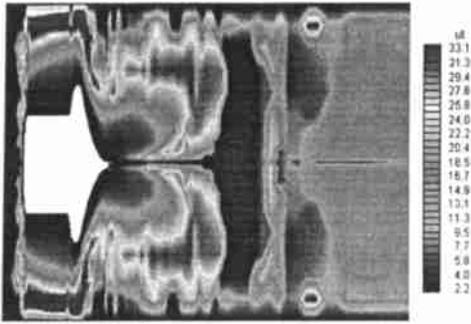


Fig 9 Horizontal viscosity diagram of the central flow

图 9 水平方向中心流区粘性系数云图

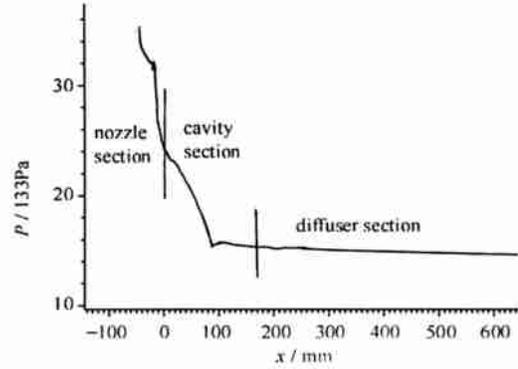


Fig 10 Sectional weighted pressure sum along the flow direction

图 10 沿流向截面加权总压分布

喷管出口区内存在,在扩散段内为亚声速流场。因此可认为,在引射器能力不够的情况下,超声速扩散段对压力恢复没有足够的贡献,扩散段长度可适当缩短。由于低雷诺数的影响,在阵列喷管部份总压损失较大,从而造成超声速扩散段区前后压力比不够,不能建立预期的超声速流场;在阵列喷管的设计上,可进一步挖掘潜力,降低阵列喷管总压损失,在保证所需要的超声速区域前提下,可适当减小引射器的负担。从流场等马赫线云图中,可看出壁面有较厚的附面层,超声速变为亚声速是一个渐变的过程,与高雷诺数内流场的流态有较大的区别,增加了流场内部的粘性耗散损失,利用工程方法计算会有较大误差。在阵列喷管段出口,中心流马赫数约为 2.2,在阵列喷管出口区的超声速区,马赫数基本维持不变,面积的扩张被边界层的增加所抵消。

参考文献:

- [1] A cebal R. Vaned diffuser perform ance for chem ical laser pressure recovery system [A]. Lasers'93[C].
- [2] 沈 清 三维复杂超声速粘性流场的数值模拟[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心研究生部, 1991. (Sheng Q., Numerical Simulation of 3-D Complex Supersonic V iscosus Flow filed s. PHD. report China A erodynamic Research and Development Cebter, 1991)
- [3] 朱自强 应用计算流体力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998. (Zhu Z.Q. Application of Computation Flow Dynam ic, Beijing: Beijing A eronautic and A erospace U niversity Press, 1998)
- [4] Bui T. T. Some practical turbulence modeling options for reynolds-averaged full N avier-Stokes calculation of three-dimensional flow s[Z]. A -IAA-93-2964

Numerical simulation to the 3-D flow fields of supersonic diffuser in pressure recovery system

Peng Q iang

(China A erodynamic s Research and D evelopm ent Center, M ianyang 622653, China)

Abstract This report presents the time-depended fully implicit LU algorithm, which was used to solve the Navier-Stokes equations with NND difference scheme in numerical simulation to the flow fields of supersonic diffuser in the pressure recovery system. The algebraic turbulence model was used to simulate the complicated flow fields, and the computational result was analyzed for more advanced work.

Key words 3-D numerical simulation; supersonic diffuser; Navier-Stokes equation